

## II CONGRESO NACIONAL DE LA INGENIERIA AERONAUTICA

Comunicación n.º 20

### **UTILIZACION DE COHETES DE SONDEO PARA LA REALIZACION DE INVESTIGACIONES SOBRE COMBUSTION EN MICROGRAVEDAD**

**Carlos Sánchez Tarifa**

Dr. Ingeniero Aeronáutico  
Profesor Emérito ETSIA, UPM  
Ingeniero Consultor, SENER

**Benigno Lázaro Gómez**

Dr. Ingeniero Aeronáutico  
Sección de Fluidodinámica, SENER  
Prof. Titular ETSIA, UPM

**M. Rodríguez Fernández**

Ingeniero Aeronáutico  
Jefe de la Sección de Fluidodinámica,  
SENER  
Catedrático ETSIA, UPM

## **COMUNICACIÓN 20**

### **UTILIZACIÓN DE COHETES DE SONDEO PARA LA REALIZACIÓN DE INVESTIGACIONES SOBRE COMBUSTIÓN EN MICROGRAVEDAD**

**C. Sánchez Tarifa**  
**Dr. Ingeniero Aeronáutico**  
**Profesor Emérito ETSIA, UPM**  
**Ingeniero Consultor, SENER**

**B. Lázaro Gómez**  
**Dr. Ingeniero Aeronáutico**  
**Sección de Fluidodinámica, SENER**  
**Prof. Titular ETSIA, UPM**

**M. Rodríguez Fernández**  
**Dr. Ingeniero Aeronáutico**  
**Jefe de la Sección de Fluidodinámica, SENER**  
**Catedrático ETSIA, UPM**

#### **Introducción. Métodos experimentales para estudiar procesos de combustión en condiciones de gravedad reducida**

Los programas de experimentación sobre combustión en condiciones de gravedad reducida vienen llevándose a cabo desde hace ya varios años en torres de caída libre y, más recientemente, en aviones laboratorio con los inconvenientes del corto periodo de ensayo (4-5 segundos y 15-20 segundos respectivamente) y niveles gravitatorios poco reducidos y con importantes fluctuaciones en el segundo caso (Ref 1 y 2)

Existen en la actualidad importantes programas de ensayo previstos para llevarlos a cabo en laboratorios orbitales. Evidentemente, estos laboratorios sobre satélite constituyen un inigualable medio experimental, bajo el punto de vista científico, para llevar a cabo estos programas de investigación sobre combustión en condiciones de microgravedad. Ello se debe al muy bajo ( $< 10^{-6} g$ ) y constante nivel gravitatorio y a que los tiempos que pueden asignarse a la experimentación son prácticamente ilimitados en comparación con los tiempos característicos de la combustión. No obstante, la experimentación en plataforma orbital es en extremo costosa y hay además que contar con el importante factor del riesgo humano, que dificultaría en extremo llevar a cabo diversos e importantes tipos de experimentos de combustión.

Se señala que aun no se ha llevado a cabo ningún experimento sobre combustión utilizando laboratorios orbitales.

Los problemas de costo y, sobre todo, los de seguridad humana, se eliminan utilizando cohetes de sondeo para efectuar los ensayos de combustión. También ofrecen un bajo y constante nivel gravitatorio ( $\approx 10^{-4} g$ ) durante intervalos de tiempo (varios minutos) mucho mayores que los tiempos necesarios para experimentar en combustión. Pero también hay que contar con que los cohetes de sondeo presentan algunos problemas característicos de los mismos. La experimentación de fenómenos de combustión mediante cohetes de sondeo será tratado en los apartados siguientes.

También se ha propuesto como medio de ensayo cápsulas lanzadas desde globos estratosféricos y, por último, se desea señalar que también existen técnicas de simulación. Esta simulación puede conseguirse

en ciertos procesos eliminando las diferencias de densidad entre los gases producto de la combustión y la atmósfera dentro de la cual la combustión se realiza. Esto acontece cuando se queman oxidantes en atmósferas de baja densidad: hidrógeno puro o mezclado con helio. Hemos tenido ocasión de utilizar esta técnica en el estudio de llamas hidrógeno-oxígeno y ácido nítrico-hidrógeno con simetría esférica (Ref. 3).

En la Tabla 1 se muestran y comparan de forma resumida las características fundamentales de los diferentes medios de ensayo enumerados en este apartado.

Instalación de ensayo	Observaciones
Torres de caída libre	Sencillas. Coste reducido. Tiempos de experimentación muy cortos ( $\approx 4$ s).
Aviones de vuelo parabólico	Coste reducido. Nivel de gravedad no satisfactorio. Tiempos cortos ( $\approx 20$ s).
Plataformas orbitales	Muy costosas. Excelente nivel de gravedad. Tiempos prácticamente ilimitados. Factor de riesgo humano.
Cohetes de sondeo	Coste moderado. Buen nivel gravitatorio. Tiempos de ensayo suficientes. Problemas de volumen y relleno de la cámara. Ausencia de riesgo humano.
Simulación (Combustión de oxidantes en atmósfera H-He)	Utilización ilimitada.

**Tabla 1.- Características de diferentes medios de ensayo utilizados en investigación de combustión en microgravedad.**

#### **Experimentación sobre combustión con gravedad reducida en cohetes de sondeo**

Los cohetes de sondeo vienen utilizándose regularmente para investigar problemas de microgravedad desde hace ya varios años (Ref. 2), ofreciendo tiempos de ensayo de 3 a 12 minutos con niveles gravitatorios bajos y constantes, como ya se ha mencionado. No obstante, aún no se han llevado a cabo experimentos sobre combustión, posiblemente a causa de algunos problemas especiales que presentan pero que se estima que pueden solucionarse.

La Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos (UPM-ETSIA) propuso a la Agencia Europea del Espacio la continuación y extensión de los programas sobre propagación de llamas que venía llevando a cabo en aviones laboratorio para su realización en cohetes de sondeo, mucho más apropiados para investigar los problemas de convección forzada que se proponían.

Ello requirió un estudio previo sobre los problemas de la experimentación sobre combustión en motores cohete, que se realizó por la citada Escuela y la empresa SENER, a cuya conclusión se llegó a la firma de un contrato para el desarrollo de un módulo de combustión incluyendo el sistema de convección forzada, trabajo que está realizando SENER en colaboración con UPM-ETSIA. Está previsto que en el año 1995 se lleve a cabo la experimentación en vuelo.

Este programa de combustión constituirá una investigación de tipo pionero en cohetes de sondeo.

Los problemas de la experimentación sobre combustión cohetes de sondeo que se estudiarán, en general, y en particular para el experimento propuesto, son los siguientes:

- Problemas de espacio disponible para la cámara y de consumo de oxígeno
- Problemas de tiempo y rehusos de la cámara
- Problemas de expulsión de gases al exterior
- Problemas de reducción de fluctuaciones fluidodinámicas en la cámara

### **Problemas de espacio y consumo de oxígeno**

En todos los procesos de combustión que se van a experimentar, la cámara de combustión ha de tener un volumen suficiente para que sus paredes no perturben sensiblemente el proceso. Por otra parte, gran número de procesos requieren el aporte de oxígeno y expulsión de los gases de la combustión, especialmente en procesos no convectivos con llamas de difusión. En estos procesos, es prácticamente imposible aportar el oxígeno consumido y extraer los productos de la combustión sin perturbar fuertemente el campo fluido. Por ello, la única solución factible en la práctica es la de disponer la cámara o módulo con un volumen suficiente para que el consumo de oxígeno y los productos de la combustión no modifiquen su composición más que en una pequeña proporción. Los análisis efectuados demuestran que puede disponerse de espacio suficiente en los cohetes de sondeo utilizados por ESA para llevar a cabo la mayoría de los procesos de combustión propuestos. Las dimensiones características de los diversos procesos de combustión se muestran en la Tabla 2.

Proceso	Tiempo característico	Longitud característica	Convección forzada	Observaciones
Propagación sobre sólidos	30-60 s	20-40 cm	elevado interés	muy adecuado
Propagación sobre líquidos	30-60 s	30-40 cm	elevado interés	muy adecuado
Propagación por encima de la temp. ignición	0.01-0.1 s	10-20 cm	elevado interés	muy adecuado, problemas seguridad
Combustión sin llama (sólidos)	120-300 s	10-20 cm	elevado interés	muy adecuado
Combustión en superficie libre (sólido)	60-80 s	20-30 cm	elevado interés	muy adecuado
Ignición	40-80 s	20-80 cm	elevado interés	especialmente adecuado. Ausencia de riesgo humano
Ignición espontánea	100-180 s	50-100 cm	elevado interés	especialmente adecuado. Ausencia de riesgo humano
Propagación en mezcla gaseosa	0.5 s	80-100 cm	-	posible
Combustión de gotas o partículas	1 s	10 cm	elevado interés	posible

**Tabla 2.- Experimentación mediante cohetes de sondeo de procesos de combustión en microgravedad.**

Para el experimento propuesto, el problema del volumen se simplifica al tratarse de un proceso convectivo con aporte continuo de fluido, lo que permitirá diseñar un módulo pequeño. El problema del volumen necesario y consumo de oxígeno solamente se presenta en el experimento inicial a velocidad de convección nula, que se lleva a cabo para obtener un dato comparativo.

### **Problemas de tiempo disponible. Rehuso de la cámara**

El tiempo necesario para investigar un proceso de combustión generalmente no sobrepasa el minuto. Solamente en casos excepcionales, como en la combustión sin llama (*smoldering*) pueden necesitar 5 ó 6 minutos para su estudio. Por ello, el tiempo de experimentación ofrecido por los cohetes de sondeo actualmente utilizados por ESA en su programa de microgravedad (6 minutos para el Texus y Maser, y 12 minutos para el Maxus) es por completo suficiente.

El problema radica en utilizar por completo el tiempo disponible cuando los experimentos son cortos (40-60 segundos, por ejemplo), y se desean hacer varios experimentos. Entonces, en general, es necesario vaciar la cámara de combustión y volverla a llenar. Estas operaciones requieren muy poco

tiempo (15-20 segundos), pero al rellenar la cámara con los gases a la composición y presión requerida, se producen fluctuaciones que tardan mucho en disiparse. El proceso de amortiguación es del tipo asintótico y ha sido investigado experimentalmente por UPM-ETSIA mediante partículas trazadoras iluminadas por láser. Se ha comprobado que pueden necesitarse unos 2 minutos para reducir las velocidades de fluctuación a menos de 5 mm/s.

En nuestro caso, el problema se ha eliminado al tratarse de un proceso de convección forzada y, por tanto, con alimentación continua de gases y sobre todo porque se utilizará, al menos inicialmente, un cohete de la serie Minuteman en el que se dispondrán solamente de tres minutos para la experimentación, quedando eliminada automáticamente la posibilidad de un relleno de la cámara.

El problema de las fluctuaciones también se presenta al reducir la velocidad de giro del cohete antes de su entrada en la trayectoria parabólica no propulsada. El frenado de esta rotación (*spin-off*) produce fluctuaciones que, en nuestro caso, son despreciables. No obstante, este problema requiere investigación adicional, sobre todo en módulos de gran tamaño.

### **Problemas de expulsión de gases**

El principal problema que puede originarse al expulsar gases al exterior es el de la posible perturbación de la carga útil del cohete.

Los gases se expulsan generalmente con un importante salto de presión, originando empuje. Con las salidas de gases dispuestas simétricamente alrededor del cohete, el empuje ejercido sobre el cohete se reduce a las pequeñas asimetrías de los diferentes conductos de expulsión de gases. Es necesario tener en cuenta estos factores en el diseño del módulo para no introducir perturbaciones en los niveles gravitatorios alcanzados durante el tiempo útil de experimentación.

### **Módulo de combustión F2CM**

Como ya ha sido mencionado en los apartados anteriores, las ventajas asociadas a la utilización de cohetes de sondeo para realizar experimentos de combustión en microgravedad han sido reconocidas por ESA, cristalizando su interés en la oferta de un estudio de concepto de un módulo para realizar experimentos de combustión en microgravedad utilizando los cohetes de sondeo fabricados por ERNO Raumfahrttechnik (Bremen, Alemania), (Ref. 4).

El estudio de prediseño ha sido llevado a cabo recientemente por la Sección de Fluidodinámica de SENER en colaboración con UPM-ETSIA. El módulo, genéricamente denominado *Forced Convection Module for Combustion in Microgravity (F2CM)*, ha sido concebido para realizar análisis experimentales de la velocidad de propagación de llama en condiciones de microgravedad y con un flujo de convección forzada de la atmósfera oxidante, siendo las muestras combustibles varillas cilíndricas de material plástico (PMMA). El diseño de *F2CM* está dirigido, en consecuencia, a materializar el programa de ensayos de combustión con flujo de convección forzada propuesto por UPM-ETSIA.

### **Requerimientos y objetivos de diseño**

La utilización de cohetes de sondeo como vehículos para producir las condiciones de microgravedad establece considerables restricciones en la geometría y peso del módulo. Aspectos tan fundamentales como el concepto empleado en la generación del flujo de convección forzada o la filosofía general del diseño están fuertemente condicionados por estas restricciones. En el caso de la serie de cohetes de sondeo TEXUS, frecuentemente utilizada por ESA en su programa de microgravedad, las dimensiones de los módulos están limitadas por un envoltorio cilíndrico de 400 mm de diámetro y aproximadamente 1000 mm de longitud. La minimización del peso del módulo es también de gran interés debido a consideraciones económicas y de maximización del tiempo de microgravedad por vuelo. En este apartado, el tiempo típico de realización de los experimentos es de 400 segundos.

El concepto general de producción del flujo de convección forzada seleccionado para *F2CM* ha sido el de un pequeño túnel aerodinámico del tipo *blow-down* en el que el aire utilizado está almacenado en un depósito de alta presión. Otras soluciones alternativas, tales como arrastrar el material combustible a través de una cámara con aire estacionario, son comparativamente mucho más voluminosas y pesadas. Debido a las restricciones de peso y volumen arriba señaladas, el concepto de túnel aerodinámico es el óptimo para experimentos realizados en cohetes de sondeo.

Los experimentos propuestos por UPM-ETSIA requieren el diseño de un módulo capaz de contener hasta dos varillas de material plástico (PMMA) y de generar velocidades de convección forzada en el rango  $3 < U_{\infty} < 30 \text{ cm/s}$ . Teniendo en cuenta que la variable fundamental a caracterizar es la velocidad de propagación de la llama en la varilla, es posible identificar los siguientes objetivos de diseño:

- a) Minimización del peso y volumen del módulo. Posibilidad de acomodarlo en cohetes de sondeo actualmente utilizados por ESA.
- b) Maximización del retorno científico por vuelo e incorporación de técnicas de caracterización que disturben mínimamente los experimentos. Los parámetros experimentales que definirán a los diferentes experimentos son la velocidad del flujo de convección forzada ( $U_{\infty}$ ), el ángulo ataque de las varillas respecto al flujo sin perturbar ( $\alpha$ ), y la dirección de propagación de la llama con respecto al flujo de convección forzada (propagación aguas arriba o *upwind flame propagation* y propagación aguas abajo o *downwind flame propagation*).
- c) Optimización de la calidad del flujo de convección, generando una corriente de propiedades uniformes y constantes a lo largo de los diferentes experimentos realizados, cuyas características puedan ser cambiadas en el régimen de interés. En principio, las variaciones de las magnitudes que caracterizan el flujo de convección forzada no perturbado han de ser inferiores al 10%.
- d) Minimización de los fenómenos de interferencia entre experimentos simultáneos y entre los experimentos y el módulo.
- e) Selección de un concepto de módulo que permita la incorporación de un sistema automático de control sencillo y fiable.

#### **Concepto del módulo F2CM y dimensionado general**

El esquema general del módulo F2CM se ha representado en la Figura 1. El módulo está compuesto por un depósito de alta presión (0) que comunica con otro de presión intermedia (1) mediante un regulador mecánico de presión. El depósito intermedio descarga en el cuerpo principal del módulo, constituido por una cámara cilíndrica para aprovechar al máximo el espacio disponible en el cohete. En ella se encuentra un volumen destinado al preacondicionamiento del flujo (2) seguido por un elemento de acondicionado final que da paso a la cámara de ensayo (3). Un elemento de control del flujo de salida conecta la cámara de ensayos con un tanque de salida (4) que recoge el flujo de convección y los productos de la combustión. Finalmente se produce la descarga de los gases a través de un válvula de escape *a4*.

La regulación del flujo en el módulo se lleva a cabo mediante una electroválvula *a1* que comunica el depósito de presión intermedia con la precámara (2), y mediante el área del elemento de control del flujo de salida *a3*. En este contexto, el depósito de presión intermedia (1) tiene como misión limitar el salto de presión a través de *a1*, haciendo posible un control más preciso del gasto que pasa por la electroválvula. El elemento de control de flujo de salida tiene como misión fundamental el aislar la cámara de ensayo de las condiciones en las que el módulo descarga.

El regulador mecánico *a0* se encarga de mantener un nivel de presión constante en la cámara (2), de forma que la electroválvula de control de flujo *a1* opere con un nivel de presión uniforme a lo largo de todo el experimento. Las órdenes de apertura y cierre de la válvula son generadas mediante un sistema

electrónico de control de flujo. En general, los detalles del mismo dependen de la implementación del sistema de generación de flujo y, en particular, del elemento de acondicionamiento final.

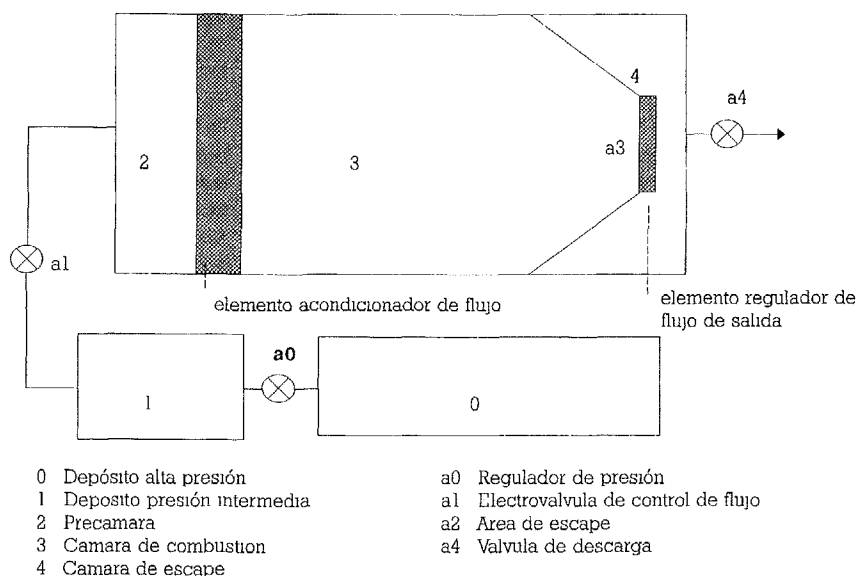


Figura 1.- Diagrama esquemático del módulo F2CM

La sección transversal del módulo debe ser maximizada para evitar la contaminación de los experimentos por efectos de pared. En este sentido, las cámaras de sección cilíndrica constituyen la solución más adecuada, ya que permiten una óptima integración en la sección cilíndrica de los cohetes de sondeo. El tamaño de la cámara debe ser compatible con el espacio existente en este tipo de cohetes y al mismo tiempo minimizar los efectos de interferencia llama-pared.

Para estimar el tamaño mínimo de la cámara y la duración típica de cada experimento es necesario conocer los parámetros que caracterizan la combustión en convección forzada de las varillas de PMMA. Dichos valores han sido calculados para experimentos de *upwind flame spreading* por UPM-ETSIA mediante programas de cálculo numérico. En la Tabla 3 se muestran, para diferentes velocidades de convección forzada ( $U_{\infty}$ ), los valores de la velocidad de propagación de la llama ( $U_F$ ), el valor asintótico del radio térmico ( $r_{T_{\infty}}$ ) definido como la distancia transversal a la cual el incremento de temperatura debido a la llama es el 5% de la temperatura de la corriente de convección, así como el tiempo requerido para alcanzarlo ( $t_{\infty}$ ), desde el comienzo de la combustión.

$U_{\infty} (cm/s)$	$U_F (cm/s)$	$r_{T_{\infty}} (cm)$	$t_{\infty} (s)$
0	0.031	7.2	390
5	0.021	5.2	133
10	0.018	4.6	94
20	0.022	4.2	83

Tabla 3.- Valores característicos de la combustión de varillas de PMMA. Varillas huecas de 8 mm de diámetro y 2 mm de espesor.

La duración de cada experimento debe ser la mínima que garantice la correcta determinación de la velocidad de propagación de la llama  $U_F$ . Si se utilizan técnicas fotográficas o de video para registrar el

proceso de avance de llama, la incertidumbre en la velocidad de propagación está relacionada con el tiempo asignado a cada experimento. Con las velocidades de propagación dadas en la Tabla 3 se infiere que para una duración de cada experimento de 60 s la llama avanza alrededor de 1 cm. Esta longitud puede considerarse típica para obtener la adecuada resolución en la velocidad de propagación. Puesto que el tiempo disponible en microgravedad es alrededor de 300 s, podemos prever la experimentación de 4 velocidades de convección forzada diferentes por vuelo.

El tamaño transversal mínimo de la cámara está fijado por el valor del radio térmico alcanzado a lo largo del experimento. Debido a que el incremento radial de la combustión con pequeño flujo de convección forzada es un proceso dominado por fenómenos de difusión, es posible estimar la extensión radial perturbada por la llama mediante la expresión

$$r_T(t) = r_{T\infty} \left( \frac{t}{t_{\infty}} \right)^{1/2} \quad (1)$$

Suponiendo que se ensaya una secuencia experimental compuesta por 4 velocidades de convección forzada en el rango  $3 < U_{\infty} < 30 \text{ cm/s}$  durante 60 s cada una, con velocidades típicas de 0, 5, 10 y 20 cm/s, se obtienen las siguientes extensiones laterales del proceso de combustión

Evento del experimento	$r_T \text{ (cm)}$
Fin del experimento con $U_{\infty} = 0 \text{ cm/s}$	2.8
Fin del experimento con $U_{\infty} = 5 \text{ cm/s}$	4.2
Fin del experimento con $U_{\infty} = 10 \text{ cm/s}$	4.6
Fin del experimento con $U_{\infty} = 20 \text{ cm/s}$	4.2

**Tabla 4.- Extensión transversal de los efectos de la combustión de varillas de PMMA.**

Si consideramos que la sección transversal de la cámara debe ser al menos el doble del radio en el cual están confinados los efectos térmicos de la combustión, obtenemos que cada varilla precisa una dimensión transversal mínima de la sección de ensayo de 9.2 cm. Dadas las restricciones del envelope utilizable (sección transversal limitada por una circunferencia de 400 mm de diámetro), es posible acomodar en un solo vuelo dos varillas en un módulo cilíndrico de, al menos, 18.4 cm de diámetro. Al objeto de obtener cierto margen de seguridad en esta magnitud, se tomará un diámetro de 25 cm como el nominal de la sección transversal de la cámara.

La longitud mínima de la sección de ensayos está dada por la posibilidad de ensayar varillas en ángulos de ataque arbitrarios. Para minimizar efectos de perturbación del flujo, las varillas deberían extenderse a lo largo de toda la cámara de ensayos. Este requerimiento, unido a la posibilidad de ensayar varillas con ángulos de ataque de  $\alpha = 45^\circ$  fija la longitud mínima de la cámara en 25 cm. Como valor de prediseño se tomará

$$L_c = 30 \text{ cm} \quad (2)$$

Asimismo, es posible estimar el volumen del depósito de alta presión calculando la masa de aire  $M_a$  necesaria para llevar a cabo los experimentos

$$M_a = \frac{\pi}{4} D_c^2 \rho_a \sum_{i=1}^4 U_{\infty i} t_i, \quad (3)$$

donde  $\rho_a$ ,  $t_i$  representan la densidad del aire en las condiciones de ensayo y los tiempos establecidos para cada experimento respectivamente. Con los valores señalados anteriormente y suponiendo condiciones standard para la realización de los experimentos, se obtiene  $M_a = 1.26 \text{ Kg}$ . La selección de



un nivel inicial de presión en el depósito 0 suficientemente elevado ( $p_0(t=0) \cong 250 \text{ bar}$ ) ofrece la ventaja de minimizar su volumen. Considerando que se dimensiona este depósito con un 20% de aire remanente al final del experimento, se obtiene

$$V_0 \geq 4.96 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \quad (4)$$

### Sistema de generación de flujo

El sistema de generación de flujo está constituido por los depósitos (0) y (1), así como la precámara (2) y el elemento acondicionador de flujo (Figura 1). Este último no solo tiene la misión de minimizar la no uniformidad del perfil de velocidades y de su nivel de turbulencia sino también mantener la temperatura del flujo incidente dentro de una variación tolerable durante todo el experimento, debido a que la expansión del aire contenido en el depósito de alta presión tiende a disminuir la temperatura del flujo de convección forzada. En este contexto la elección de una placa porosa para el dispositivo acondicionador final de flujo permite la consecución de todos los objetivos con un solo elemento. Las placas porosas están construidas de un material sinterizado caracterizado por su grado de filtrado y porosidad. Es posible obtener placas con grados de filtrado inferior a  $5 \mu\text{m}$ , caracterizadas por una curva de gasto/caída de presión de gran pendiente. Como resultado, es posible incorporar un sistema de control que trate de mantener la presión aguas arriba de la placa con alta precisión y que minimice las fluctuaciones temporales del flujo. Adicionalmente poseen una considerable inercia térmica que las hace especialmente cualificadas para el acondicionamiento de la temperatura del flujo de convección forzada.

El flujo másico de gas a través de un elemento de placa porosa viene dado por

$$G = \frac{k_p A_p (p_U^2 - p_D^2)}{2\mu_g e_p R_g T_p} \left[ 1 - \frac{(1+2B) - (1+4B)^{1/2}}{2B} \right] \quad (5)$$

En esta expresión  $A_p$  es el área transversal de la placa porosa,  $p_U$  y  $p_D$  representan la presión aguas arriba y aguas abajo de la placa respectivamente,  $e_p$  es el espesor de la placa y  $\mu_g$  es la viscosidad del gas caracterizado por una constante  $R_g$  y que fluye por una placa cuya temperatura es  $T_p$ . Finalmente,  $k_p$  es una constante que depende del grado de filtro de la placa y  $B$  es un factor adimensional dado por

$$B = \frac{k_p^2}{k_c} \frac{1}{2\mu_g^2} \frac{|p_U^2 - p_D^2|}{e_p R_g T_p}, \quad (6)$$

que toma en consideración efectos de compresibilidad del flujo en la placa y que introduce una segunda constante del material  $k_c$ .

La modificación introducida por los fenómenos de compresibilidad es solo importante cuando se manejan flujos suficientemente elevados. Los fenómenos de compresibilidad pueden ser despreciados cuando la velocidad del flujo aguas abajo de la placa,  $U_\infty$ , satisface

$$\frac{U_\infty}{k_c \nu_g / k_p} \ll 1, \quad (7)$$

siendo  $\nu_g$  la viscosidad cinemática del gas a la temperatura de la placa. En este caso la expresión (5) queda reducida a

$$G = \frac{k_p A_p (p_U^2 - p_D^2)}{2\mu_g e_p R_g T_p} \quad (8)$$

En estas condiciones el flujo a través de la placa depende fuertemente de la diferencia de presiones aguas arriba y abajo de la misma y de su temperatura. Si la inercia térmica de la placa de entrada es suficientemente grande para considerar que su temperatura permanece constante durante todo el experimento, el flujo a través de placa depende exclusivamente de la diferencia de presiones entre la precámara (2) y la sección de ensayo (3) (Figura 1)

$$G_3 = \frac{k_p A_p (p_2 - p_3)}{2\mu_g e_p R_g T_p} \quad (9)$$

En consecuencia si los experimentos son llevados a cabo a una presión constante en la sección de ensayo ( $p_3 \cong 1 \text{ bar}$ ) el gasto másico y por tanto la velocidad de convección forzada están determinados por el nivel de presión alcanzado en la precámara  $p_2$ . El sistema de control debe por tanto accionar la electroválvula *a1* de forma que el nivel  $p_2$  se mantenga constante para cada experimento a una determinada velocidad de convección forzada. El error relativo en dicha velocidad viene dado por

$$\varepsilon_{U_c} = 2 \varepsilon_{p_2} \quad (10)$$

con  $\varepsilon_{p_2}$  siendo el error relativo del nivel de presión en la precámara. El sistema de control será capaz de mantener la presión  $p_2$  dentro de una cierta banda de error  $\Delta p_2$ . Por lo tanto para minimizar  $\varepsilon_{p_2}$  es preciso operar con elevados niveles de presión  $p_2$ . Este requerimiento se traduce en la utilización de una placa porosa de entrada con bajo grado de filtro. Sin embargo valores excesivamente reducidos de este parámetro dan lugar a placas con un grano muy fino cuya homogeneidad constructiva se ve deteriorada. Como resultado la uniformidad del perfil de velocidades se degrada substancialmente. En consecuencia la elección de la placa porosa de entrada se realiza de acuerdo con los siguientes criterios

- Espesor  $e_{p_1}$  suficiente para producir el acondicionamiento de la temperatura a lo largo de todo el experimento
- Grado de filtro  $FG_1$  más elevado que satisfaga los condicionantes de fluctuación del flujo en el rango de velocidades de convección de interés

Las características de la placa se fijan por tanto delimitando las máximas fluctuaciones de temperatura ( $\varepsilon_T$ ) y velocidad ( $\varepsilon_{U_c}$ ) aceptables en el experimento. Estos límites se seleccionan de forma que el retorno científico del experimento (la velocidad de propagación de llama) no se vea afectado por los ruidos. De acuerdo con los análisis existentes del proceso de propagación laminar de llamas en varillas de PMMA el límite

$$\begin{aligned} \varepsilon_T &\leq 0.02 \\ \varepsilon_{U_c} &\leq 0.02 \end{aligned} \quad (11)$$

constituye un adecuado compromiso. Con estas restricciones las características de la placa porosa de entrada pueden ser establecidas resultando  $FG_1 = 3 \mu\text{m}$  y  $e_{p_1} = 8 \text{ cm}$

Aguas arriba de la placa porosa debe realizarse un preacondicionamiento del flujo que proviene de la cámara de presión intermedia (1) la cual descarga por un único conducto. Este preacondicionamiento puede ser obtenido dividiendo el flujo en un conjunto de chorros uniformemente distribuidos en la sección transversal de la cámara de combustión. La precámara (2) en consecuencia debe ser dimensionada para garantizar la mezcla efectiva de los diferentes chorros que emanan de la plato de distribución. Los parámetros de diseño del preacondicionamiento del flujo son el número y diámetro de los chorros  $N$  y  $D$  así como la longitud de la precámara  $L_2$ . Si los orificios son distribuidos en los vértices de una malla de triángulos equiláteros de lado  $L_j$  el número de orificios viene dado por

$$N_j = \frac{\pi}{2\sqrt{3}} \left( \frac{D_j}{L_j} \right)^2 \quad (12)$$

Adicionalmente, asumiendo que los chorros llegan a adquirir la solución turbulenta de semejanza, con una anchura radial (definida como la distancia a la que la velocidad axial es el 1% de la velocidad en el eje del chorro) que crece longitudinalmente formando un ángulo de  $12.5^\circ$  con respecto al eje del chorro (Ref 5), es posible definir un criterio para la separación entre chorros  $L_j$  de forma que la velocidad inducida en el baricentro de cada uno de los triángulos equiláteros sea una determinada fracción de la existente en el punto correspondiente a los vértices de la malla. De esta forma es posible controlar la no-homogeneidad de la corriente existente aguas arriba de la placa porosa. En particular, si admitimos que la velocidad en el baricentro de los triángulos sea del orden del 70% de la existente en los vértices de la malla (inhomogeneidad del  $\pm 15\%$ ) obtenemos una relación entre la separación de los chorros y la longitud de la precámara  $L_2$

$$L_j = 0.24 L_2 \quad (13)$$

Las ecuaciones (12) y (13) permiten obtener  $L_j$  y  $N_j$  para una longitud de precámara determinada. Esta deberá ser fijada como la mínima que garantice el desarrollo de los chorros y un número de los mismos no excesivamente grande que penalice la construcción del plato de distribución. Si escogemos  $N_j \cong 60$ , obtenemos  $L_j \cong 3 \text{ cm}$  y  $L_2 \cong 12 \text{ cm}$ . Habiendo determinado la longitud de la precámara es posible definir el diámetro de los chorros para que se desarrollen suficientemente. Para distancias aguas abajo del orden de 50 diámetros los perfiles medios transversales de velocidad ya han alcanzado la autosemejanza y, por tanto,  $D_j \cong 2.5 \text{ mm}$ .

El dimensionado del depósito de presión intermedia (1) incluye la determinación de su volumen  $V_1$  y presión nominal de operación  $p_1$ . Esta última debe seleccionarse de forma que tanto el regulador mecánico  $a0$  como la electroválvula de control  $a1$  funcionen en condiciones críticas. El nivel máximo de presión en la precámara (2) se alcanza cuando el módulo opera en el máximo flujo de convección forzada

$$p_{2M} \cong \left( \frac{2e_{pi} R_{\pi} \mu_{\pi} T_{\pi}}{k_{\pi} A_{pi}} G_{3M} + p_3^2 \right)^{1/2} = 3.5 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \quad (14)$$

Para que la electroválvula  $a0$  funcione en condiciones críticas debe verificarse por tanto  $p_1 \geq 1.89 p_{2M} = 6.7 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$ . Por otra parte, la mínima presión de alimentación en el depósito (0) se alcanza al final del experimento y toma un valor, suponiendo descarga adiabática, de

$$p_{0m} = p_0(0) \left[ 1 - \int_0^{t_c} \frac{G(\tau)}{V_0 \rho_0(0)} d\tau \right]^\gamma = 20.6 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \quad (15)$$

En consecuencia también es necesario que  $p_1 \leq p_{0m} / 1.89 = 10.8 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$ . Seleccionaremos un valor intermedio dentro del rango permisible para la presión en la cámara (1)

$$p_1 \cong 8 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \quad (16)$$

El volumen  $V_1$  debe ser suficientemente elevado para amortiguar las fluctuaciones de presión y densidad en la cámara (1) debidas a los ciclos de operación de las válvulas. Si admitimos fluctuaciones de densidad del orden de  $\varepsilon_1$  su valor medio, el volumen de la cámara de presión intermedia debe verificar

$$V_1 \geq \frac{1}{\varepsilon_1} \frac{G_{3M} \tau_{oc}}{\rho_1(0)},$$

siendo  $\tau_{oc}$  el tiempo característico de apertura y cierre de la válvula  $a/$ . Si consideramos un tiempo de respuesta típico  $\tau_{oc} \cong 20 \text{ ms}$  y fijamos  $\varepsilon_1 \cong 0.02$ , resulta

$$V_1 = 1.8 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \quad (17)$$

La Tabla 5 resume los parámetros de diseño del sistema de acondicionamiento de flujo

Parámetro	Valor de prediseño
Presión de la cámara intermedia $p_1$	$8 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
Volumen de la cámara intermedia $V_1$	$1.8 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$
Longitud de precámara $l_2$	$12 \text{ cm}$
Número de chorros $N_j$	$60$
Diámetro de los chorros $D_j$	$2.5 \text{ mm}$
Grado de filtro de la placa porosa de entrada $FG_i$	$3 \text{ }\mu\text{m}$
Espesor de la placa porosa de entrada $e_{pi}$	$8 \text{ cm}$

Tabla 5.- Valores de prediseño del sistema de generación del flujo

#### Sistema de escape

El flujo aguas abajo de la sección de ensayos (3) es canalizado a través de un elemento de control de flujo de salida y una cámara (4) que comunica con el exterior del cohete (Figura 1). La misión fundamental del conjunto es que la canalización se realice manteniendo la presión en la cámara en un nivel constante, cercano a 1 bar, y que, adicionalmente, el flujo en la cámara sea mínimamente perturbado por el proceso de escape

La misión del elemento de control de flujo de salida puede ser realizada eficazmente mediante una placa porosa, ya que el flujo a través de la misma es proporcional al cuadrado de la presión en la cámara. En consecuencia, posibles fluctuaciones en el flujo que incida sobre la placa generarán mínimas fluctuaciones de presión en la cámara de ensayos. Si se selecciona la placa porosa de salida de forma que  $(p_4/p_3)^2 \ll 1$ , el flujo que descarga en la cámara de salida (4) viene dado por

$$G_4 \cong \frac{k_{po} A_{po} p_3^2}{2 \mu_g e_{po} R_g T_{po}} \left[ 1 - \frac{(1 + 2B_o) - (1 + 4B_o)^{1/2}}{2B_o} \right], \quad (18)$$

es decir, independiente de las condiciones en la cámara (4). Nótese que la acomodación de los distintos flujos correspondientes a diferentes velocidades de convección forzada puede ser realizada mediante la variación del área de placa porosa expuesta,  $A_{po}$ . Obsérvese también que el proceso de combustión puede variar el denominador de la expresión (14), al cambiar la temperatura y viscosidad del gas proveniente de la cámara de ensayos. Esta variación exigirá una modificación en la presión  $p_3$  de la cámara de ensayos. Dependiendo del grado de homogeneidad requerido en esta variable puede ser necesario el control activo del área de la placa porosa de salida para compensar el efecto térmico. Con estas

consideraciones, es posible formular los requerimientos necesarios para fijar la geometría de esta placa porosa, es decir, su área máxima  $A_{pom}$ , su espesor  $e_{po}$ , y su grado de filtro  $FG_o$ . Específicamente, los criterios para seleccionar estas variables pueden resumirse en:

- Seleccionar un área de paso suficientemente grande para acomodar el máximo flujo de diseño y que, al mismo tiempo, asegure que los gases de escape están convenientemente mezclados para asegurar que la placa trabaje en condiciones térmicas homogéneas, y la instalación del mecanismo de variación de área de placa porosa expuesta.
- Evitar transitorios en el flujo y presión de la cámara de ensayos provocados por la inercia térmica de la placa minimizando su espesor de forma compatible con la sollicitación térmica del experimento y mecánica del vuelo.
- Asegurar que la condición  $\left(\frac{P_4}{P_3}\right)^2 \ll 1$  se verifica a lo largo de todo el experimento, aislando en consecuencia el flujo en la sección de ensayo de los detalles existentes en la sección de salida (4).

Estos condicionantes permiten definir la placa porosa de salida con un cierto margen de maniobra. Para el estudio de prediseño se han seleccionado los siguientes valores:

$$A_{pom} = 2.4 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2, \quad e_{po} = 5 \text{ mm}, \quad FG_o = 30 \mu\text{m}.$$

El depósito de salida (4) tiene como misión fundamental el actuar de *buffer* entre la placa porosa de salida y el conducto de descarga exterior. El área de descarga  $a_4$  debe dimensionarse para mantener la relación de presiones a través de la placa porosa suficientemente alta para todos los flujos utilizados. Imponiendo:

$$\frac{P_4}{P_3} \leq 0.2, \quad (19)$$

garantizará la validez de la expresión (18) con un margen de error del 4%. La restricción (19) permite calcular el área de paso de la sección de descarga al exterior del cohete, ya que para una geometría de salida fija el mayor nivel de presión en la cámara (4) se alcanzará con el gasto de operación más elevado. Se obtiene así el área de los conductos de salida:

$$a_4 = \frac{G_{3M}}{f(\gamma) \sqrt{P_{4M} \rho_{4M}}} \cong 5.3 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \quad (20)$$

El área  $a_4$  se materializará mediante una serie de agujeros circulares simétricamente dispuestos en la superficie lateral del cohete lanzador. El número de agujeros necesario viene determinado por las limitaciones en aceleraciones provocadas por el proceso de escape de los gases. Si aceptamos un nivel de aceleración máxima  $g_{chM}$  debido al proceso de escape, debe verificarse:

$$N_e \geq \frac{G_M \sqrt{P_g T_{4M}}}{M_{ch} g_{chM}} \varepsilon_a, \quad (21)$$

donde  $N_e$ ,  $M_{ch}$ ,  $\varepsilon_a$  representan respectivamente el número de orificios de salida, la masa del cohete, y la tolerancia en el área de los orificios de salida ocasionada por el proceso de fabricación. Tomando como valores característicos  $\varepsilon_a \cong 0.02$ ,  $M_{ch} \cong 450 \text{ Kg}$ , y limitando el valor de la aceleración causada por el proceso de escape en un orden de magnitud inferior al alcanzado durante el periodo de microgravedad,  $g_{chM} \cong 10^{-3} \text{ g}$ , resulta  $N_e \geq 2.5$ . Como valor de diseño tomaremos:

$$N_e = 4. \quad (22)$$

Establecido el número de orificios es posible dimensionar la cámara de salida (4). Para ello consideraremos que se aprovecha el cilindro que conforma la cámara de combustión y que la longitud se escala con la longitud característica de los orificios de salida. De esta forma es posible asegurar que la placa porosa de salida no se verá perturbada por los detalles del proceso de escape al exterior del cohete. Tomando una longitud de la cámara de salida igual a 5 diámetros de los orificios de salida resulta:

$$L_4 \cong 5 \sqrt{\frac{\pi}{4N_o}} a_o = 5.1 \text{ cm}, \quad V_4 = \frac{\pi}{4} D_o^2 L_4 = 2.5 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3. \quad (23)$$

### **Sistema de control**

El control del módulo *F2CM* se efectúa accionando la electroválvula *a1* y variando el área expuesta de la placa porosa de salida  $A_{po}$ .

El sistema de control debe generar acciones de apertura y cierre de la electroválvula *a1* tendentes a mantener la presión en la precámara (2) en un valor prefijado dependiente del flujo de convección forzada que se pretenda experimentar. Durante el ensayo con velocidad cero esta válvula permanece cerrada. Para velocidades diferentes de cero, el sistema de control recibirá un valor de referencia de la presión en la precámara. Estos valores de referencia,  $p_2(U_m)$ , dependientes de las velocidades del flujo de convección forzada, serán obtenidos a través de la calibración de la placa porosa de entrada.

El sistema de control debe estar configurado para muestrear la presión en la precámara  $p_2$ . Cuando la diferencia entre esta y su valor de referencia para cada velocidad de flujo,  $p_n$ , es mayor que un valor especificado a priori el sistema de control generará una acción. De esta forma, si la presión medida es inferior a la de referencia y la electroválvula *a1* está cerrada el sistema de control procederá a su apertura. Por el contrario, si la presión medida es superior a la de referencia y *a1* se encuentra abierta el sistema de control cerrará la válvula. De esta forma se logra que la presión en la precámara se mantenga en el nivel deseado con una fluctuación fijada a priori.

El área activa de la placa porosa de salida deberá ser controlada por un motor eléctrico actuando sobre una máscara que dejará expuesta una mayor o menor área al paso del flujo de los gases provenientes de la cámara de combustión. El área expuesta correspondiente a cada velocidad de convección forzada deberá ser determinada a través de tests de calibración. Adicionalmente, se permitirá la variación de este área en vuelo vía telemetría, ya que las condiciones térmicas del flujo de salida pueden variar con respecto a los ensayos en tierra. Pequeñas fluctuaciones debidas a cambios térmicos o de flujo generarán variaciones mínimas en la presión de la cámara. Si se desea minimizar estas fluctuaciones, es posible incorporar un sistema de control activo del área expuesta tendente a mantener la presión de la cámara en el valor de ensayo.

### **Respuesta temporal del módulo**

Al objeto de obtener una estimación del comportamiento del módulo se ha construido un modelo termofluidodinámico tendente a reproducir una secuencia experimental completa a las que típicamente se someterá el módulo en los experimentos de combustión en convección forzada.

Los detalles del modelo utilizado se describen en la Ref. 6. Esencialmente, el modelo estudia la variación de la densidad y presión en los diferentes componentes del módulo mediante las ecuaciones integrales de conservación de masa y energía. El proceso de combustión se modeliza como una generación de calor en la cámara (3) cuyo valor depende de la velocidad de propagación de llama dada en la Tabla 1.

La modelización resulta en un sistema de 10 ecuaciones diferenciales ordinarias no lineales que se resuelven mediante un integrador Runge-Kutta de cuarto orden. Previamente las ecuaciones han sido adimensionalizadas con las variables de referencia:

$$l_R = \sqrt{l} = 0.221 \text{ m}, \quad l_R = l_{\text{ref}} = 20 \text{ cm/s}, \quad \rho_R = 1.22 \text{ Kg/m}^3, \quad T_R = 288 \text{ K} \quad (24)$$

Las magnitudes de referencia para las variables restantes se obtienen mediante combinaciones de las anteriores. Así:

$$t_R = \frac{L_R}{U_R} = 1.10 \text{ s}, \quad G_R = \rho_R L_R U_R = 0.012 \text{ Kg/s}, \quad p_R = R_g L_R \rho_R = 1.01 \cdot 10^5 \text{ Nw/m}^2$$

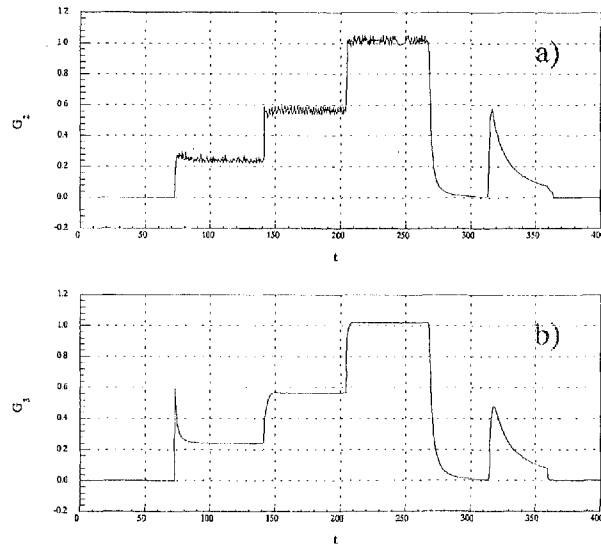
La secuencia experimental que se ha modelado reproduce una situación típica de experimentación con 4 velocidades de convección diferentes (0, 5, 10 y 20 cm/s) durante 30, 60, 60 y 60 segundos respectivamente. Se experimentan dos varillas simultáneamente, simulando dos ángulos de ataque diferentes (0 y 45°). El test sin velocidad de convección forzada se realiza produciendo la ignición de tan solo una de las varillas. Cuando se cambia velocidad de convección forzada se permite un intervalo de entre 10 y 15 segundos para que las condiciones en el módulo alcancen su nivel estacionario. Los detalles de la secuencia experimental aparecen en la Tabla 4, en la que el origen de tiempos coincide con el comienzo del periodo de microgravedad, cuya duración total es de 400 s, correspondiendo a misiones típicas del cohete TEXUS.

Tiempo (s)	Estado del experimento
0	Comienza el periodo de microgravedad
40	Ignición de la varilla a 0°
50	Comienza el test con $U_{\infty} = 0 \text{ cm/s}$
80	Finaliza el test con $U_{\infty} = 0 \text{ cm/s}$ . Ignición de varilla a 45°. Apertura de válvulas para obtener $U_{\infty} = 5 \text{ cm/s}$
95	Comienza el test con $U_{\infty} = 5 \text{ cm/s}$
155	Finaliza el test con $U_{\infty} = 5 \text{ cm/s}$ . Ignición de varilla a 45°. Apertura de válvulas para obtener $U_{\infty} = 10 \text{ cm/s}$
165	Comienza el test con $U_{\infty} = 10 \text{ cm/s}$
225	Finaliza el test con $U_{\infty} = 10 \text{ cm/s}$ . Ignición de varilla a 45°. Apertura de válvulas para obtener $U_{\infty} = 20 \text{ cm/s}$
235	Comienza el test con $U_{\infty} = 20 \text{ cm/s}$
295	Finaliza el test con $U_{\infty} = 20 \text{ cm/s}$ . Comienza el proceso de extinción de la llama
345	Finaliza el proceso de extinción de la llama. Comienza la descarga del módulo
395	Finaliza la descarga del módulo
400	Finaliza el periodo de microgravedad

**Tabla 4.- Secuencia experimental utilizada en la simulación de la respuesta del módulo.**

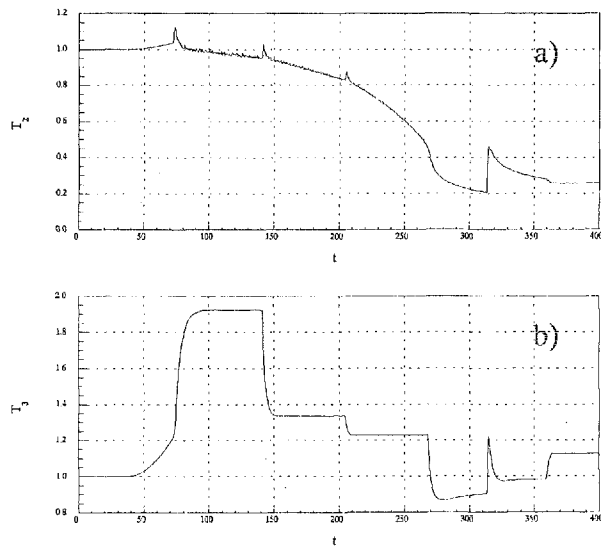
Previo a la experimentación a cero velocidad se permite un intervalo de 40 segundos para que se produzca la disipación de movimientos residuales del gas en el interior del módulo causados por el spin conferido al cohete durante su fase de ascenso. En el test a cero velocidad la adición de calor por la combustión de las varillas se simula como un proceso no estacionario debido a que la llama aún no ha alcanzado su valor asintótico. Aprovechando este efecto y, dado que la sollicitación térmica máxima del módulo se produce a bajas velocidades de convección, la secuencia experimental se realiza en velocidades crecientes del flujo de convección forzada. Una vez finalizados los diferentes tests se realiza el proceso de extinción de la llama, mediante la reducción de la presión en la cámara de ensayos a niveles comparables al existente en el exterior del cohete. Para ello el sistema de control cierra la electroválvula *a1* y abre al máximo el área expuesta de la placa porosa de salida *a3*. Un intervalo de aproximadamente 50 s ha sido reservado para esta operación. Concluida la extinción de la llama se procede a la descarga del módulo, tendente a reducir los niveles de presión en todos los componentes del mismo a niveles que minimicen posibles accidentes durante el proceso de reentrada y, especialmente, en el impacto del cohete contra el suelo. La descarga se lleva a cabo ordenando al sistema de control la apertura de *a1* y *a3* en su área máxima. Un intervalo de 50 s ha sido reservado también para esta operación.

Las Figuras 3,4 y 5 muestran los resultados de la simulación y en particular recogen la evolución temporal de gastos, presiones y temperaturas en diferentes componentes del módulo.



**Figura 3.- Evolución temporal del gasto másico en el módulo (variables adimensionales). a) Gasto a través de la placa porosa de entrada. b) Gasto a través de la placa porosa de salida.**

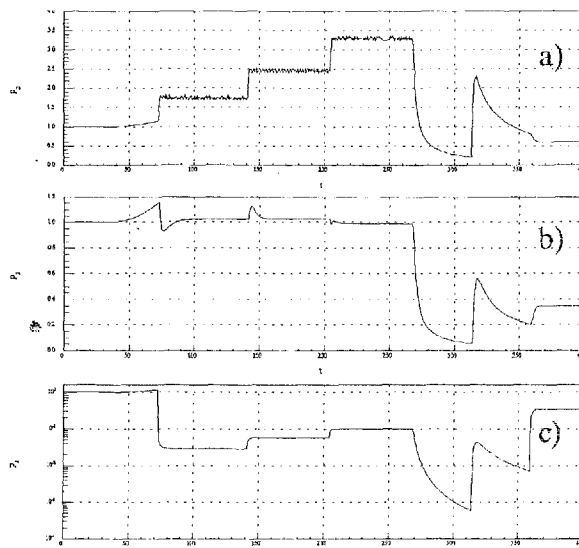
El experimento con velocidad de convección nula se inicia con el encendido de la varilla a  $0^\circ$ . Incluye el intervalo de tiempos adimensionales  $36.3 < t < 72.7$  y está caracterizado por un incremento del 12% en la presión de la cámara de combustión el cual genera un pequeño flujo hacia la precámara (2). Adicionalmente la temperatura en la cámara de ensayos experimenta un incremento del 22%.



**Figura 4.- Evolución temporal de la temperatura en el módulo (variables adimensionales). a) Temperatura a la entrada de la cámara de ensayo. b) Temperatura en la pared porosa de salida.**



En el tiempo adimensional  $t=72.7$  s la varilla colocada a  $45^\circ$  de inclinación se enciende y el sistema de control se activa para producir una velocidad de convección forzada de  $5 \text{ cm/s}$ . El transitorio necesario para alcanzar el estado estacionario se extiende durante unos 11 s después de los cuales el flujo másico que atraviesa la placa porosa de entrada está caracterizado por una fluctuación del  $\pm 7\%$ . Obsérvese también que, como resultado del proceso de combustión, los gases aguas abajo de la cámara de ensayo alcanzan una temperatura adimensional de 1.95, correspondiente a un incremento de  $274 \text{ K}$ .



**Figura 5.- Evolución temporal de la presión en el módulo (variables adimensionales). a) Presión en la precámara. b) Presión en la cámara de ensayo. c) Presión en la cámara de salida.**

Cuando el tiempo adimensional alcanza  $t=140.9$ , el sistema de control genera órdenes para obtener la nueva velocidad de convección forzada ( $10 \text{ cm/s}$ ). La adaptación del módulo a la nueva condición se lleva a cabo en unos 7 s, tras los cuales el flujo presenta una oscilación del  $\pm 4\%$ . La desviación de la presión en la sección de ensayos con respecto a su nivel nominal es despreciable y la temperatura de los gases de escape se estabiliza en  $T_3 = 1.35$ , correspondiente a un incremento de  $101 \text{ K}$ .

El intervalo de tiempo adimensional reservado para el ensayo a  $U_\infty = 20 \text{ cm/s}$  ( $204.5 < t < 268.2$ ) está caracterizado por una respuesta similar a la del test a  $10 \text{ cm/s}$ . La oscilación del flujo másico se reduce en este caso a un 2% mientras que la presión en la cámara de ensayos prácticamente no sufre variación. Finalmente el incremento de temperatura de los gases de salida es de unos  $72 \text{ K}$  con respecto a la temperatura inicial.

Durante la operación de extinción de la llama ( $268.2 < t < 313.6$ ) la presión en la cámara de ensayos cae hasta  $0.05 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$ . Finalmente se produce el proceso de descarga ( $313.6 < t < 359.1$ ) después del cual el módulo adquiere una presión media cercana a la atmosférica.

#### **Implementación del módulo**

La implementación del módulo **F2CM** a nivel de prediseño mecánico se muestra en la Figura 6, en la se proporciona un corte longitudinal así como su vista en planta. La envolvente geométrica final del módulo está definida por un cilindro de  $400 \text{ mm}$  de diámetro y  $670 \text{ mm}$  de longitud.

En la parte izquierda del corte longitudinal de la Figura 6 puede observarse parte del depósito de alta presión (0) y de presión intermedia (1). En el cuerpo principal del módulo pueden distinguirse también el plato de distribución, la precámara (2), la placa porosa de entrada, la varilla situada a 45° y la cámara de salida (4). La placa porosa de salida se encuentra situada en la base del cono de 45° con el que se completa la sección de ensayo. Un cono de aluminio colocado en la parte posterior de la sección de ensayos se encarga de dirigir el flujo hacia la placa porosa de salida.

La vista en planta permite apreciar la división de la cámara de ensayos en dos volúmenes hemicilíndricos mediante la colocación de una placa de separación diametral. También es posible identificar parte del sistema de observación óptica del proceso de propagación de la llama constituido por dos espejos y sus respectivas video cámaras que visualizan el proceso de combustión en cada una de las varillas.

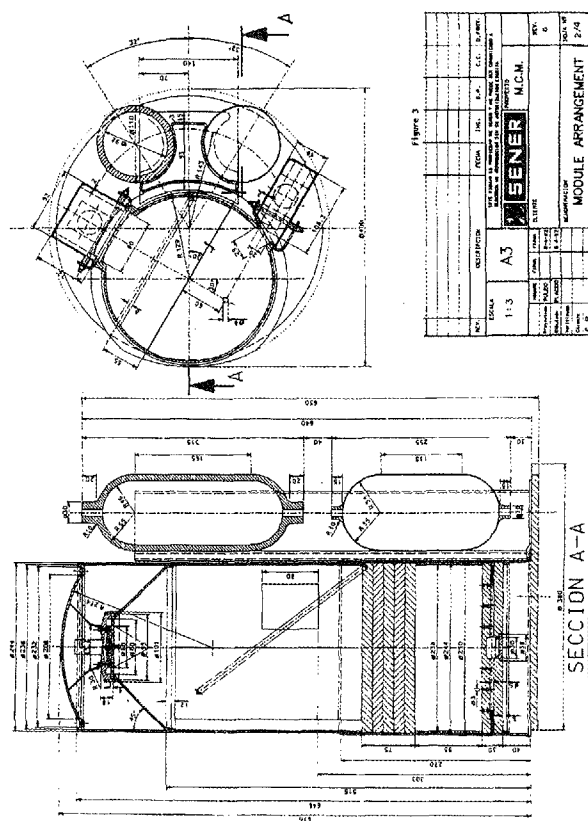


Figura 6.- Prediseño mecánico del módulo F2CM.

El prediseño mecánico debe tener en cuenta la optimización de peso y tamaño señalada al comienzo de esta comunicación. Adicionalmente, es preciso considerar la sollicitación térmica y mecánica que aparecen como consecuencia del perfil del vuelo y la realización de los experimentos.

La integración del módulo en el cohete lanzador requiere además el interfaz con los sistemas de telemetría y telecomando del mismo. Los sistemas electrónicos de medida y acondicionamiento de señales para estas tareas así como la electrónica del sistema de control se sitúan debajo de la placa base que aparece en la parte inferior de la Figura 6

### Conclusiones

Se ha establecido un prediseño de un módulo capaz de realizar experimentos de combustión en presencia de una corriente de convección forzada. La filosofía general del proceso de diseño ha sido obtener una configuración compacta que minimice el peso y tamaño del módulo de forma que pueda ser utilizado en cohetes de sondeo. Aunque el módulo puede incorporar un amplio espectro de experimentos, el concepto ha sido especialmente dirigido a los estudios de combustión de varillas de PMMA.

La necesidad de minimizar peso y tamaño ha determinado la elección de un túnel aerodinámico abierto como sistema de generación de flujo. El diseño ha tomado en cuenta también la necesidad de crear un flujo de alta calidad con respecto a la uniformidad espacial y temporal de la corriente oxidante no perturbada en la sección de ensayos. Asimismo el concepto seleccionado permite la incorporación de un sistema de control de flujo sencillo y, en consecuencia, altamente fiable. El sistema seleccionado permite la experimentación con un rango de velocidades de convección forzada  $3 < U_{\infty} < 30 \text{ cm/s}$ .

Tratando de maximizar el retorno científico obtenido por vuelo, el diseño incorpora la posibilidad de experimentar con varias velocidades de convección forzada. Asimismo es posible la operación simultánea de dos varillas con ángulos de ataque diferente.

El comportamiento termofluidodinámico del módulo realizado mediante la integración temporal de un modelo simplificado permite concluir que el transitorio entre diferentes velocidades de convección forzada es alrededor de 10 s. Por otra parte, para una secuencia experimental típica incorporando 4 velocidades de convección forzada diferentes la respuesta del módulo está caracterizada por un nivel de fluctuación en velocidades cercano al 5%, mientras que presión en la cámara de ensayos tiene oscilaciones en el entorno del 1%.

### Referencias

- [1] ESA *Opportunities for microgravity research in Europe* ESTEC (1989)
- [2] ESA, Materials and Fluid Sciences *Flight experiment hardware for sounding rocket investigations* ESTEC (1988)
- [3] Sánchez-Tarifa, C y Pérez del Notario, P. Some fundamental problems on the combustion of liquid oxidizers and hydrogen. XII International Astronautical Federation Congress (1968)
- [4] MBB-ERNO *Texus customer accommodation a handbook for Texus experimenters* Bremen (1990)
- [5] J. O. Hinze *Turbulence 2nd Ed* McGraw Hill Book Co, (1975)
- [6] Departamento de Motopropulsión ETSIA/SENER *Study of forced convection systems for a sounding rocket combustion module* ESTEC Contract No. 9391/91/NL/JSC, (1992)